

## МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА ДЛЯ КОМПЛЕКСНОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА И БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Н.Н. Комар<sup>1</sup>, Н.В. Коршунов<sup>2</sup>, В.В. Павлов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем НАН Украины и МОН Украины, (г. Киев)*

<sup>2</sup>*ГП «Антонов», (г. Киев)*

Рассмотрен вопрос о необходимости создания системы автоматического управления самолетом, обладающей свойствами живучести и отказоустойчивости, которая в автоматическом режиме позволит парировать негативные последствия воздействия внешних возмущений и отказов авиационной техники. Для повышения качества и безопасности полета предлагается применение всех имеющихся доступных компонентов аэродинамической схемы самолета. Для решения поставленной задачи предлагается использование компьютерной модели системы связанного управления высотой и скоростью полета, разработанной в среде MatLab Simulink с использованием преимуществ комбинированных систем и теории инвариантности.

**Ключевые слова:** система автоматического управления, безопасность полета, инвариантность, отказ, возмущение, компьютерная модель.

Розглянуто питання необхідності створення системи автоматичного керування літаком, що має властивості живучості та відмовостійкості, яка в автоматичному режимі дозволить парувати негативні наслідки дії зовнішніх збурень і відмов авіаційної техніки. Для підвищення якості та безпеки польоту пропонується застосування всіх наявних доступних компонентів аеродинамічної схеми літака. Для вирішення поставленого завдання пропонується використання комп'ютерної моделі системи керування висотою і швидкістю польоту, розробленої в середовищі MatLab Simulink з використанням переваг комбінованих систем і теорії інваріантності.

**Ключові слова:** система автоматичного керування, безпека польотів, інваріантність, відмова, збурення, комп'ютерна модель.

### ВВЕДЕНИЕ

Возрастание количества функциональных систем, агрегатов и других объектов бортового оборудования современной авиационной техники (АТ) вызывает необходимость автоматизации процессов контроля текущего состояния воздушного судна (ВС), бортового оборудования, диагностирования отказов и формирования управляющих воздействий на всех этапах полета. Постоянное усложнение бортового оборудования не только увеличивает вероятность отказов техники, но и затрудняет

деятельность экипажа, являясь причиной дополнительных ошибок пилотирования. Рост интенсивности использования АТ и специфика ее функционирования формируют повышенные требования к обеспечению безопасности полетов. Применение на практическом уровне разработок, затрагивающих как сферу управления воздушным движением, так и сферу выполнения полетов, позволит достигнуть высокого уровня безопасности и эффективности авиационных перевозок [1].

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Известно, что полет ВС протекает на различных режимах и в условиях разного рода неопределенностей характеристик, параметров и воздействий внешней среды. Результатом воздействия этих неопределенностей может быть не только усложнение условий полета, но и возникновение нештатных ситуаций, например, отказов, которые могут привести к аварийной ситуации с ее дальнейшим переходом в катастрофическую.

Негативные воздействия внешней среды приводят к ухудшению аэродинамических характеристик самолета: уменьшению коэффициента подъемной силы, увеличению коэффициента силы лобового сопротивления и уменьшению аэродинамического качества. Ухудшение аэродинамических характеристик самолета приводит к соответствующему ухудшению летно-технических характеристик. Например, влияние ливневых осадков, горизонтальных и вертикальных порывов ветра выражается в дополнительной составляющей скорости ВС. Для обеспечения движения самолета по расчетной траектории необходимо парировать эту скорость соответствующим изменением угла наклона траектории и режима работы двигателей [2]. Также порыв ветра может изменить угол атаки и угол скольжения ВС. Вследствие этого изменяется величина аэродинамических сил и их моментов, которые, в свою очередь, вызывают нарушение равновесия ВС.

Особые ситуации, возникающие в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний, требуют высокого уровня подготовки и мастерства экипажа. В связи с этим целесообразна и актуальна разработка системы автоматического управления (САУ), обладающей свойствами живучести и отказоустойчивости, которая в автоматическом режиме позволит парировать негативные последствия воздействия внешних возмущений и отказов АТ для упрощения работы экипажа и снижения уровня психофизиологической нагрузки на него. Для повышения качества управления ВС актуально применение всех имеющихся компонентов аэродинамической схемы, помимо рулей высоты и направления. Также, при отказах, либо ухудшениях характеристик, необходимо использование всех доступных неотказавших каналов управления и управляющих поверхностей ВС (т.н. конфигурационное управление). Подобная технология с использованием реконфигурации САУ применяется в военной авиации и имеет название ССВ (Control Configured Vehicle) — самолёт с конфигурацией, определяемой системой управления.

В основе любого исследования системы управления лежит количественная оценка качества ее работы, включающая решение задачи анализа и синтеза системы. Анализ предусматривает изучение различных свойств системы при определенных условиях. Синтез заключается в создании системы, обладающей заданными свойствами в определенных условиях [3].

Для решения задачи синтеза и анализа САУ необходимо использование компьютерной модели как инструмента математического моделирования в ситуации, когда проведение летных испытаний и экспериментов на реальном объекте влекут за собой определенный риск и требуют больших затрат материальных средств.

Математическая строгость применения вычислительных методов позволяет создавать математические модели (ММ), адекватные поведению реального объекта, которые достаточно точно воспроизводят требуемые параметры объекта [4].

Анализ литературы показал, что большое количество источников посвящено как описанию математических моделей ВС как объекта управления, так и их применения для решения задач связанных, с динамикой полета.

Следует отметить, что в некоторых работах, например, в источнике [5], используются значительно упрощенные модели продольного движения ВС. В Национальном авиационном университете ММ использовались для описания инвариантных систем автоматического пилотирования и компенсации возмущений при полете в турбулентной атмосфере [6]. При низком уровне развития вычислительной техники большое количество ММ, встречаемых в литературе, подвергаются предельному упрощению уравнений движения и линеаризации. В зарубежной литературе описаны ММ ВС и их использование для решения различных задач [7, 8]. Инженеры NASA в работе [9] выделяют особую роль компьютерного моделирования полета ВС в своих перспективных аэрокосмических программах. По причине сохранения коммерческой тайны в открытой печати нет упоминаний об универсальных ММ высокой степени адекватности поведению реального ВС для решения широкого спектра задач динамики полета, которые, безусловно, используются как отечественными, так и зарубежными авиастроительными компаниями для разработки новых образцов АТ.

С развитием вычислительной техники и появлением широкого спектра программ математического моделирования, например MatLab, стали доступны готовые компьютерные модели пространственного движения ВС [10], но в них нет возможности отдельно выделить влияние профиля крыла и его механизации на изменение коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления, также отсутствует возможность введения в систему отказов и отслеживания их влияния на качество переходного процесса, невозможно моделировать взаимодействие различных органов управления между собой.

**Цель статьи** — разработка компьютерной модели пространственного движения ВС в продольной плоскости при полете в возмущенной атмосфере и ее использование в качестве инструмента для решения задачи обеспечения приемлемого уровня безопасности полета и качества управления ВС в

различного рода нештатных ситуациях, связанных с воздействием внешних возмущений, отказах АТ и их сочетаниях.

## **МОДЕЛЬ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА В ПРОДОЛЬНОЙ ПЛОСКОСТИ ПРИ ПОЛЕТЕ В ВОЗМУЩЕННОЙ АТМОСФЕРЕ**

Для разработки системы автоматического управления, способной сводить влияние возмущений к минимуму, т.е. обладающей свойствами инвариантности, целесообразно использовать преимущества комбинированного управления (принцип управления по отклонению и управления по возмущению). Комбинированная система автоматического регулирования позволяет одновременно удовлетворять требования автономности и инвариантности регулирования, не нарушая при этом устойчивости системы [11]. Такая система может успешно применяться для случая, когда надо выполнить качественное регулирование нескольких координат движения самолета.

Математическое моделирование в сочетании с современным вычислительным оборудованием позволяет получать компьютерные модели практически идентичные объекту исследования. В зависимости от целей, характера задачи и требований к модели от разработчиков требуется обеспечение ее адекватности, точности и непротиворечивости поведению реального объекта. Точность математической модели (малая погрешность полученных результатов) и непротиворечивость (получение необходимых качественных особенностей исследуемых процессов) достигается выполнением определенных требований к математическому описанию объекта [4]. Как сказано выше, полет ВС протекает в условиях различных неопределенностей характеристик, параметров и воздействий внешней среды. Поэтому, при оценке адекватности ММ необходимо учитывать, что невозможно абсолютно точно предугадать пространственно-временные характеристики атмосферы (включая порывы ветра) и невозможно точно знать абсолютно все характеристики летательного аппарата. Следовательно, идентификации ММ для всевозможных режимов — задача нетривиальная. В таких случаях целесообразна разработка модели, описывающей отдельные этапы полета в определенных условиях.

В результате, на основании математической модели движения ВС в среде MatLab Simulink разработана модель системы автоматического управления движением самолета в продольной плоскости, состоящая из двух основных каналов (канал управления высотой полета и канал управления скоростью). Также добавлены дополнительные контуры управления автоматическими закрылками  $\delta_3$  и раздвижными щелями  $\delta_5$  профиля крыла Clark Y.

В общем случае движения самолета по траектории скорость изменяется по заданной программе. Изменение скорости вызывает дополнительное отклонение координат самолета по высоте  $h$ , углу тангажа  $\vartheta$  и углу наклона траектории  $\theta$  от заданных координат, так как между приращением скорости и координатами самолета существует определенная связь. Для модели автономного регулирования координат ВС рассчитаны и добавлены

коэффициенты, через которые осуществляется связь между основными каналами. Для выполнения условий автономности канала управления скоростью ВС от канала управления высотой необходимо в канал управления тягой подавать сигнал от угла наклона траектории и угла тангажа. Чтобы осуществить автономность управления углом тангажа и высотой полета от канала управления скоростью, нужно в канал управления рулем высоты и в канал управления автоматическими закрылками подавать сигналы, пропорциональные изменению скорости полета. Соответственно и в канал управления тягой авиадвигателей подается сигнал для нейтрализации дополнительного сопротивления, возникающего при отклонении закрылков  $\delta_3$  и изменении конфигурации щелей  $\delta_S$ .

Система автономной стабилизации координат самолета  $h$ ,  $\vartheta$  и скорости  $V$  при полете в турбулентной атмосфере описывается системой уравнений:

$$(p + K_1 C_x)V + (C_y - C_x^\alpha)\theta + C_x^\alpha \vartheta - r + C_x^{\delta_S} \delta_S + C_x^{\delta_3} \delta_3 = (C_y - C_x^\alpha)\alpha_b - K_1 C_x U_r;$$

$$-K_2 C_y U_r + \theta - \vartheta - \alpha - C_y^{\delta_S} \delta_S - C_y^{\delta_3} \delta_3 = (C_y^\alpha + C_x)\alpha_b - K_2 C_y V;$$

$$-m^V V - k_h \theta + (k_\vartheta + W_\delta(p) + k_{\dot{\vartheta}} p)\vartheta - m^{\delta} \delta - m^{\delta_S} \delta_S - m^{\delta_3} \delta_3 = m^\alpha \alpha_b;$$

$$\theta - ph = 0;$$

$$(K_h + K_{\dot{h}} p)h + (K_\vartheta + K_{\dot{\vartheta}} p)\vartheta - K_h h_3 - \delta = 0;$$

$$-B(p)\left(\frac{K_V(V - V_3) + K_{\dot{V}} p V}{p}\right) - r = 0;$$

$$\frac{K_2 C_y}{K_g} V + \delta_3 = 0;$$

$$\frac{K_2 C_y}{K_g} V + \delta_S = 0.$$

где  $p = \frac{d}{dt}$ ;  $\delta$  — отклонение руля высоты;  $\delta_3$  — отклонение закрылков;

$\delta_S$  — конфигурации щелей;  $r$  — приращение тяги авиадвигателей;

$\alpha_b$  и  $U_r$  — приращение угла атаки и модуля вектора путевой скорости,

вызванные действием вертикальных и горизонтальных порывов ветра;

$k$  и  $K$  с различными индексами — передаточные числа контуров автопилота;  $h$ ,  $h_3$  — приращение высоты;  $V$ ,  $V_3$  — приращение скорости;

$\vartheta$ ,  $\theta$ ,  $\alpha$  — приращения углов тангажа, наклона траектории и угла атаки;

$W_\delta(p)$  — передаточная функция ВС [12];  $B(p)$  — передаточная функция авиадвигателей;  $C$  и  $m$  с различными индексами — коэффициенты

аэродинамических сил и моментов, действующих на ВС в полете;  $\tau = \frac{t}{\tau_A}$  —

безразмерная постоянная времени,  $\tau_A$  — аэродинамическая постоянная времени ВС;

Уравнения динамики самолета следует дополнить уравнениями с учетом

коэффициентов перекрестных связей и дополнительных управляющих поверхностей:

$$(p + K_1 C_x) V + (C_y - C_x^\alpha) \theta + C_x^\alpha \vartheta - r + C_x^{\delta_S} \delta_S + C_x^{\delta_3} \delta_3 = (C_y - C_x^\alpha) \alpha_b - K_1 C_x U_r;$$

$$-K_2 C_y U_r + \theta - \vartheta - \alpha - C_y^{\delta_S} \delta_S - C_y^{\delta_3} \delta_3 = (C_y^\alpha + C_x) \alpha_b - K_2 C_y V;$$

$$-m^V V - k_{\dot{h}} \theta + (k_{\vartheta} + W_{\delta}(p) + k_{\dot{\vartheta}} p) \vartheta - m^{\delta} \delta - m^{\delta_S} \delta_S - m^{\delta_3} \delta_3 = m^\alpha \alpha_b;$$

$$\theta - ph = 0;$$

$$\delta - m^V V - m^\alpha \alpha_b - (K_h + K_{\dot{h}} p) h - D_3 - D_S - m^{\delta_3} (K_3 \alpha_b + \frac{K_2 C_y}{K_3 C_y^{\delta_3}} (V + U_\Gamma)) -$$

$$- m^{\delta_S} (K_S \alpha_b + \frac{K_2 C_y}{K_S C_y^{\delta_S}} (V + U_\Gamma)) - (K_{\vartheta} + K_{\dot{\vartheta}} p) \vartheta = K_h h_3;$$

$$\delta_3 = K_3 \alpha_b + \frac{K_2 C_y}{C_y^{\delta_3} K_3} (V + U_\Gamma);$$

$$\delta_S = K_S \alpha_b + \frac{K_2 C_y}{C_y^{\delta_S} K_S} (V + U_\Gamma);$$

$$(\tau p + 1) r = K_g K_V (V - V_3) + K_{\dot{V}} p V - \frac{1}{K_g} (C_y - C_x^\alpha) (\theta + \alpha_b) -$$

$$- \frac{C_x^{\delta_3}}{K_g} \delta_3 - \frac{C_x^{\delta_S}}{K_g} \delta_S - \frac{C_x^\alpha}{K_g} \vartheta + \frac{U_\Gamma}{K_g},$$

$$D_3 = \frac{K_2 C_y m^{\delta_3}}{K_3 C_y^{\delta_3} m^{\delta}} (V + U_\Gamma) + \frac{m^{\delta_3}}{m^{\delta}} (K_1 - K_3) \alpha_b, D_S = \frac{K_2 C_y m^{\delta_S}}{K_3 C_y^{\delta_S} m^{\delta}} (V + U_\Gamma) +$$

где

$$+ \frac{m^{\delta_S}}{m^{\delta}} (K_1 - K_S) \alpha_b;$$

$K_g$  — коэффициент, характеризующий работу авиадвигателей;

На современных ВС широко используются дополнительные управляющие поверхности — щитки, закрылки, предкрылки, раздвижные щели [3]. Параллельное использование всех дополнительных поверхностей позволяет не только в широких пределах изменять подъемную силу крыла, разгружая при этом основной канал управления высотой полета, но и улучшать продольную устойчивость, управляемость и маневренные характеристики на дозвуковых скоростях полета [13]. Разработанная схема учитывает одновременную работу механизации крыла и позволяет отследить влияние динамического изменения конфигурации крыла на качество движения ВС при компенсации ветровых возмущений, парировании последствий возникновения отказов управляющих поверхностей, при выполнении маневров в плоскости продольного движения, например, уклонения в конфликтной ситуации. Модель включает в себя каналы управления скоростью высотой полета и контуры управления дополнительными управляющими поверхностями, что позволяет

моделировать их гибкое взаимодействие и полет ВС в сложных режимах, требующих повышенной точности выдерживания ВС. Помимо автопилота, в системе предусмотрен автомат тяги. Также схема имеет ряд преимуществ: в нее легко вводить новые связи, быстро находить необходимые значения коэффициентов звеньев операторов, в ней учитывается характеристика приводов поверхностей управления. На данном этапе модель позволяет качественно оценивать переходной процесс и отображает реакцию ВС в продольной плоскости на воздействие возмущений, вызванными основными отказами, такими, как: отказ одного или нескольких закрылков, отказ или изменение характеристики работы двигателей, автомата тяги, руля высоты или же отказы в канале управления раздвижными щелями, либо совокупность нескольких вышеперечисленных отказов. С помощью схемы возможно проследить качество обработки сигнала изменения высоты или скорости полета ВС при различных конфигурациях профиля крыла, графически отслеживать изменение угла атаки, тангажа и наклона траектории, в ручном режиме задать отказ в одном из каналов и с помощью воздействия на исправные органы управления компенсировать его. Существует возможность вводить возмущения, описывающих воздействие внешней среды в виде горизонтальных и вертикальных порывов ветра.

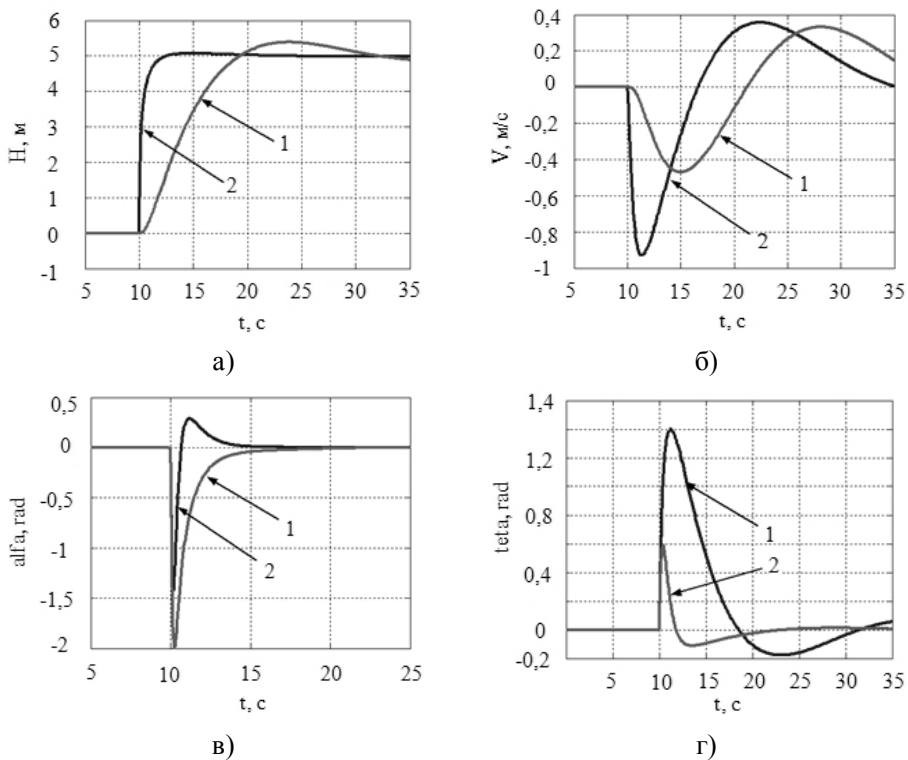


Рис.1. Графическое отображение результатов моделирования

Моделирование проводилось в среде MatLab в пакете Simulink. Рассмотрена ситуация движения ВС на эшелоне и смены высоты полета. На рис. 1. а. показано изменение значения высоты полета при обработке заданного сигнала отклонением только руля высоты — кривая 1 и с

применением изменения конфигурации крыла и руля высоты — кривая 2. Набор высоты при использовании только руля высоты несколько замедлен по сравнению с использованием всей доступной аэродинамической схемы ВС. Разработанная схема позволяет одновременно с изменением высоты отслеживать изменение скорости ВС. На рис. 1. б показано изменение значения скорости полета при отклонении только руля высоты — кривая 1 и изменении конфигурации крыла и отклонении руля высоты — кривая 2. Из графика видно, что дополнительное сопротивление, возникающее при отклонении механизации крыла и изменении конфигурации щелей, приводит к большему падению скорости полета ВС. На рис. 1. в. и рис. 1. г. показаны изменение угла атаки и изменение угла тангажа при наборе высоты с отклонением только руля высоты — кривая 1 и изменением конфигурации крыла и отклонением руля высоты — кривая 2. Из рисунков 1. в. и 1. г. видно, что ВС менее возмущен по углу атаки и тангажа при использовании всей доступной аэродинамической схемы ВС.

Результаты моделирования не противоречат описанному в литературе ранее полученным результатам проводившихся летных испытаний и моделирований [14].

## Выводы

Для решения задачи синтеза системы управления ВС, способной оперативно реагировать на отказы и внешние возмущения, сводя их негативное влияние к приемлемому минимуму, проводятся исследования с помощью компьютерной модели системы связанного управления высотой и скоростью полета, разработанной в среде MatLab Simulink с использованием преимуществ комбинированных систем и теории инвариантности.

Объединение двух основных каналов управления ВС в продольной плоскости позволяет отслеживать различные параметры движения ВС. Гибкое взаимодействие между каналами управления высотой и скоростью полета ВС расширяет круг возможностей для решения задач, связанных с динамикой полета ВС.

1. Павлов В.В., Волошенко Д.О., Волков О.С. Концепция сетецентрического управления посадкой самолетов по свободным траекториям с технологией решения конфликтных ситуаций // Кибернетика и вычислительная техника. — 2014. — Вып. 178. — С. 36–51.
2. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов — М.: Транспорт. — 1990. — С. 392.
3. Павлов В.В., Копытова Е.А. Распределённая схема компенсации возмущения динамических систем // Кибернетика и вычислительная техника. — 2012. — Вып. 167. — С. 3–14.
4. Кубланов М.С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография — М.: РИО МГТУ ГА. — 2013. — С. 270.
5. Исследование влияния сдвига ветра на поведение самолета, возможности его регистрации и парирования: отчет / Руководитель В.А. Ференц — Казань: Казанский авиационный институт. — 1982. — С. 98.
6. Кухтенко А.И. Проблема инвариантности в автоматике — К.: Гостехиздат УССР. — 1963. — С. 376.



7. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft Control and Simulation — New York: John Wiley & sons, Inc. — 2003. — 664 p.
8. Anderson J.D. Introduction To Flight — McGraw-Hill, New York. — 1989. — 476 p.
9. Chambers J.R. Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs — National Aeronautics and Space Administration/NASA. — 2010. — 200 p.
10. Umair A. 3-DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling And Design Using MATLAB/SIMULINK: Thesis — Ryerson University, Toronto, Canada. — 2012 — 54 p.
11. Павлов В.В. Инвариантность и автономность нелинейных систем управления — К.: Наукова думка. — 1971. — С. 271.
12. Боднер В.А. Системы управления летательными аппаратами — М.: Машиностроение. — 1973. — С. 506.
13. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов — М.: Машиностроение. — 1985. — С. 272.
14. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов — М.: Транспорт. — 1995. — С. 448.

UDC 681.513.6

## MODEL OF SPATIAL MOVEMENT OF THE AIRCRAFT FOR THE COMPREHENSIVE SOLUTION OF TASK OF IMPROVING THE QUALITY AND SAFETY OF FLIGHT

Komar N.N.<sup>1</sup>, Korshunov N.V.<sup>2</sup>, Pavlov V.V.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>*International Research and Training Center for Information Technologies and Systems of National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine (Kiev)*

<sup>2</sup>*Antonov State Company (Kiev)*

**Introduction.** The article discusses the question of the necessity to create an aircraft control system having the properties of survivability and fault tolerance.

**The purpose** of the article is to show the usage of computer modeling as a tool for the achievement of an acceptable level of safety and quality control of the aircraft in various emergency situations related to the impact of external disturbances, faults and their combinations.

**Results.** The authors proposed the usage of a computer model of the aircraft altitude and velocity control system, developed in the MatLab Simulink with the use of advantages of the combined systems, and the theory of invariance. The model of aircraft movement in the longitudinal plane is created. This model is based on the physical parameters of the aircraft and its aerodynamics and takes into account the effect of the turbulent atmosphere. It is shown that using such model is possible to conduct research for solving problems related to the dynamics of flight.

**Conclusion.** It is shown that the usage of computer modeling as a tool of mathematical modeling to create adaptive automatic control system is proposed.

**Keywords:** automatic control system, flight safety, invariance, failure, disturbance, computer model.

1. Pavlov V.V., Voloshenyuk D.A., Volkov A.E. The concept of management networkcentric landing planes on the free path of with technology of conflict situations // *Cybernetics and Computer Science*. — 2014. — №. 178. — pp. 36–51 (in Russian).

2. Nikolaev L.F. Aerodynamics and flight dynamics of transport aircraft. — Moscow: Transport. — 1990. — 392 p. (in Russian).
3. Pavlov V.V., Kopytova E.A. Distributed compensation scheme of perturbations of dynamical systems // *Cybernetics and Computer Science*. — 2012. — №. 167. — pp. 3–14 (in Russian).
4. Kublanov M.S. Mathematical modeling of problems of flight operation of the aircraft during takeoff and landing: monograph. — Moscow: RIO MGTU GA. — 2013. — 270 p. (in Russian).
5. Investigation of the effect of wind shear on the behavior of the aircraft, the possibility of its registration and parry: report. Kazan: Kazan Aviation Institute. — 1982. — 98 p. (in Russian).
6. Kukhtenko A.I. The problem of invariance in automation. — Kiev: Gostekhizdat the USSR. — 1963. — 376 p. (in Russian).
7. Stevens B.L., Lewis F.L. Aircraft Control and Simulation. — New York: John Wiley & sons, Inc. — 2003. — 664 p.
8. Anderson J.D. Introduction To Flight. — McGraw-Hill, New York. — 1989. — 376 p.
9. Chambers J.R. Modeling flight: the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs. — National Aeronautics and Space Administration. — 2010. — 200 p.
10. Umair A. 3-DOF Longitudinal Flight Simulation Modeling And Design Using MATLAB/SIMULINK: Thesis. — Ryerson University, Toronto, Canada. — 2012. — 54 p.
11. Pavlov V.V. Invariance and autonomy of nonlinear control systems. — Kiev: Naukova Dumka. — 1971. — 271 p. (in Russian).
12. Bodner V.A. Aircraft control systems. — M: Mechanical engineering. — 1973. — 506 p. (in Russian).
13. Petrov K.P. Aerodynamics of elements of aircraft. — M.: Mechanical engineering. — 1985. — 272 p. (in Russian).
14. Vorobiev V.G., Kuznetsov S.V. Automatic flight control of aircraft. — Moscow. Transport. — 1995. — 448 p. (in Russian).

Получено 10.11.2015